(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108216612 A
(43)申请公布日 2018.06.29

(21)申请号 201711241638.4

(22)申请日 2017.11.30

(71)申请人 易瓦特科技股份公司
地址 430000 湖北省武汉市江岸区后湖街石桥一路5号4栋1层

(72)发明人 赵国成　漆鹏程　罗伟

(74)专利代理机构 北京众达德权知识产权代理有限公司 11570
代理人 刘杰

(51)Int.Cl.
B64C 27/26(2006.01)
B64C 27/28(2006.01)
B64C 1/06(2006.01)
B64C 29/00(2006.01)

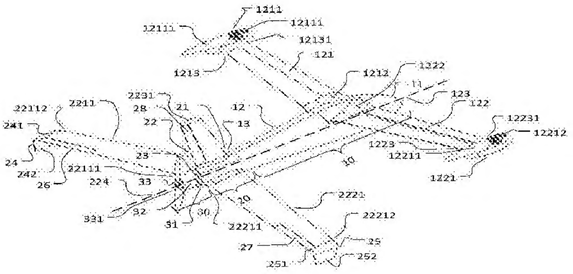
权利要求书4页　说明书17页　附图4页

(54)发明名称

无人机

(57)摘要

本发明公开了无人机，属于无人机技术领域，包括：第一机身、第二机身、第三机身和动力源。第一机身包括：迎风部、第一本体和第一连接部，第一本体上设置有第一前置机翼和第二前置机翼；第二机身包括：第二连接部、第二本体和第三连接部，第二本体包括：第一侧面、第二侧面和第三侧面，第一侧面上设置有第一后置机翼，第二侧面上设置有第二后置机翼，第三侧面上设置有垂直机翼；第三机身包括：第四连接部、第三本体和尾部，尾部上设置有一角度可调的旋翼机构；动力源包括：发动机、发电机、电压转换器、稳压器、蓄电池、分流器、舵机和驱动电机。本发明达到了使无人机的起降和飞行操作简便，具有飞行速度快，续航时间长的技术效果。



CN 108216612 A

1.无人机,其特征在于,包括:

第一机身,所述第一机身包括:

迎风部,所述迎风部呈锥状结构;

第一本体,所述第一本体和所述迎风部固定连接,且所述迎风部的截面直径在朝向所述第一本体的方向上依次增大;所述第一本体上设置有第一前置机翼和第二前置机翼,且所述第一前置机翼和所述第二前置机翼沿所述第一本体的中心竖轴对称的分布在所述第一本体的两侧,所述第一前置机翼上设置有第一旋翼,所述第二前置机翼上设置有第二旋翼;

第一连接部,所述第一连接部和所述第一本体固定连接,且所述第一本体的截面直径在朝向所述第一连接部的方向上依次减小;

其中,所述第一本体位于所述迎风部和所述第一连接部之间,且所述迎风部、所述第一本体和所述第一连接部一体成型构成所述第一机身;

第二机身,所述第二机身包括:

第二连接部,所述第二连接部和所述第一连接部可拆卸连接;

第二本体,所述第二本体和所述第二连接部固定连接;且所述第二本体包括第一侧面、第二侧面和第三侧面,且所述第一侧面和所述第二侧面沿所述第二本体的中心竖轴对称分布,所述第三侧面位于所述第一侧面和所述第二侧面之间;且所述第一侧面上设置有第一后置机翼,所述第二侧面上设置有第二后置机翼,所述第三侧面上设置有垂直机翼;

第三连接部,所述第三连接部和所述第二本体固定连接;

其中,所述第二本体位于所述第二连接部和所述第三连接部之间,且所述第二连接部、所述第二本体和所述第三连接部一体成型构成所述第二机身;

第三机身,所述第三机身包括:

第四连接部,所述第四连接部和所述第三连接部可拆卸连接;

第三本体,所述第三本体和所述第四连接部固定连接;

尾部,所述尾部和所述第三本体固定连接,且所述尾部的截面直径在朝向所述第三本体的方向上依次增大;且所述尾部上设置有一角度可调的旋翼机构;

其中,所述第三本体位于所述第四连接部和所述尾部之间,且所述第四连接部、所述第三本体和所述尾部一体成型构成所述第三机身;

动力源,所述动力源至少包括:

发动机;

发电机,所述发电机与所述发动机连接;

电压转换器,所述电压转换器与所述发电机连接;

稳压器,所述稳压器包括第一稳压输入口、第二稳压输入口和第一稳压输出口;所述第一稳压输入口与所述电压转换器连接,且所述电压转换器位于所述第一稳压输入口和所述发电机之间;

蓄电池,所述蓄电池与所述第二稳压输入口连接;

分流器,所述分流器至少包括:第一分流输入口、第一分流输出口、第二分流输出口和第三分流输出口;所述第一分流输入口与所述第一稳压输出口连接;

舵机,所述舵机至少包括:第一舵机和第二舵机;其中,所述第一舵机至少包括:第一舵

机输入口和第一旋翼轴，所述第一舵机输入口与所述第一分流输出口连接；所述第一旋翼轴与所述第一旋翼连接；所述第二舵机至少包括：第二舵机输入口和第二旋翼轴，所述第二舵机输入口与所述第二分流输出口连接；所述第二旋翼轴与所述第一旋翼连接；

驱动电机，所述驱动电机至少包括：第一驱动电机；所述第一驱动电机与所述第三分流输出口连接，所述角度可调的旋翼机构与所述第一驱动电机连接，且所述第一驱动电机位于所述第三分流输出口和所述角度可调的旋翼机构之间。

2.如权利要求1所述的无人机，其特征在于：

所述第一前置机翼包括：第一前紧固端和第一前开口端；

所述第二前置机翼包括：第二前紧固端和第二前开口端；

其中，所述第一前紧固端和所述第二前紧固端沿所述第一本体的中心竖轴对称的分布在所述第一本体的两侧；且所述第一前紧固端和所述第一前开口端是所述第一前置机翼的两端，所述第二前紧固端和所述第二前开口端是所述第二前置机翼的两端；所述第一前开口端设置有一第一存储区域，所述第二前开口端设置有第二存储区域；

所述第一舵机还包括：用于固定第一舵机的第一固定座，所述第一固定座固定在所述第一存储区域内；

所述第二舵机还包括：用于固定第二舵机的第二固定座，所述第二固定座固定在所述第二存储区域内；

所述第一旋翼包括：

第一旋转叶片，所述第一旋转叶片与所述第一旋翼轴固定连接；

第一配重块，所述第一配重块与所述第一旋翼轴固定连接，且所述第一旋转叶片和所述第一配重块相对于所述第一旋翼轴对称分布，所述第一旋翼轴与所述第一旋转叶片的转动平面相垂直；

所述第二旋翼包括：

第二旋转叶片，所述第二旋转叶片与所述第二旋翼轴固定连接；

第二配重块，所述第二配重块与所述第二旋翼轴固定连接，且所述第二旋转叶片和所述第二配重块相对于所述第二旋翼轴对称分布，所述第二旋翼轴与所述第二旋转叶片的转动平面相垂直。

3.如权利要求2所述的无人机，其特征在于：

所述第一前置机翼在所述第一前紧固端，沿向所述第一前开口端方向上的宽度依次减小；

和/或，

所述第二前置机翼在所述第二前紧固端，沿向所述第二前开口端方向上的宽度依次减小。

4.如权利要求1所述的无人机，其特征在于：

所述第一后置机翼包括：第一后紧固端和第一后开口端；

所述第二前置机翼包括：第二后紧固端和第二后开口端；

其中，所述第一后紧固端和所述第二后紧固端沿所述第二本体的中心竖轴对称的固定设置在所述第二本体的两侧；且所述第一后紧固端和所述第一后开口端是所述第一后置机翼的两端，所述第二后紧固端和所述第二后开口端是所述第二后置机翼的两端；

所述第二机身还包括：

第一翼尖小翼，所述第一翼尖小翼与所述第一后置机翼的夹角是60°-90°；且所述第一翼尖小翼包括：第一翼尖紧固端和第一翼尖开口端；且所述第一翼尖紧固端与所述第一后开口端固定连接，所述第一翼尖开口端背离所述第一后开口端，与所述第一翼尖紧固端构成所述第一翼尖小翼的两端；且所述第一翼尖开口端和所述垂直机翼位于所述第一后置机翼的两侧；

第二翼尖小翼，所述第二翼尖小翼与所述第二后置机翼的夹角是60°-90°；且所述第二翼尖小翼包括：第二翼尖紧固端和第二翼尖开口端；且所述第二翼尖紧固端与所述第二后开口端固定连接，所述第二翼尖开口端背离所述第二后开口端，与所述第二翼尖紧固端构成所述第二翼尖小翼的两端；且所述第二翼尖开口端和所述垂直机翼位于所述第二后置机翼的两侧；

其中，所述第一翼尖开口端和所述第二翼尖开口端沿所述第二本体的中心竖轴对称的分布。

5.如权利要求4所述的无人机，其特征在于，所述第二机身还包括：

第一副翼，所述第一副翼转动的设置在所述第一后开口端上，且所述第一副翼在所述第一后开口端上相对于所述第一后开口端进行转动；

和/或，

第二副翼，所述第二副翼转动的设置在所述第二后开口端上，且所述第二副翼在所述第二后开口端上相对于所述第二后开口端进行转动；

和/或，

第三副翼，所述第三副翼转动的设置在所述垂直机翼上，且所述第三副翼在所述垂直机翼上相对于所述垂直机翼进行转动；

其中，所述第一后置机翼在所述第一后紧固端，沿向所述第一后开口端方向上的宽度依次减小；

和/或，

所述第二后置机翼在所述第二后紧固端，沿向所述第二后开口端方向上的宽度依次减小；所述第一副翼、所述第二副翼和所述第三副翼呈长方形。

6.如权利要求5所述的无人机，其特征在于：

第二驱动电机，所述第二驱动电机与所述第一副翼连接，且所述第二驱动电机固定设置在所述第一后紧固端和第一后开口端之间；

第三驱动电机，所述第三驱动电机与所述第二副翼连接，且所述第三驱动电机固定设置在所述第二后紧固端和第二后开口端之间；

第四驱动电机，所述第四驱动电机与所述第三副翼连接，且所述第四驱动电机固定在所述垂直机翼上。

7.如权利要求6所述的无人机，其特征在于，所述分流器还包括：

第四分流输出口，所述第四分流输出口与所述第二驱动电机连接；

第五分流输出口，所述第五分流输出口与所述第三驱动电机连接；

第六分流输出口，所述第六分流输出口与所述第四驱动电机连接。

8.如权利要求1所述的无人机，其特征在于：

所述第三机身还包括：第一尾侧面、第二尾侧面、第三侧尾侧面和第四尾侧面，且所述第一尾侧面和所述第三侧对称地分布在所述第二尾侧面的两侧，且所述第一尾侧面和所述第三侧对称地分布在所述第四尾侧面的两侧，以由所述第一尾侧面、第二尾侧面、第三侧尾侧面和第四尾侧面合围形成所述第三机身；

所述第一驱动电机还包括：第一驱动轴和驱动固定座；

所述舵机还包括：第三舵机；其中，所述第三舵机至少包括：第三旋翼轴和第三固定座；

所述角度可调的旋翼机构包括：尾旋座；其中，所述尾旋座固定设置在所述第二尾侧面和/或所述第四尾侧面的两侧上，且所述驱动固定座设置在所述尾旋座和/或所述第三本体上；

联动部，所述联动部包括：第一衔接端、第二衔接端和尾旋翼；其中，所述第一衔接端与所述第一驱动轴连接，所述第二衔接端与所述第三固定座连接，所述第三旋翼轴与所述尾旋翼的中心固定连接，且所述第三旋翼轴与所述尾旋翼的转动平面相垂直；

其中，通过所述第一衔接端将所述第一驱动轴的驱动力传递至所述第二衔接端，且所述第三旋翼轴带动所述尾旋翼沿着所述第一尾侧面、所述第二尾侧面、所述第三侧尾侧面或所述第四尾侧面方向移动。

9.如权利要求8所述的无人机，其特征在于：

所述分流器还包括：第七分流输出口；

所述第三舵机还包括：第三舵机输入口；其中，所述第三舵机输入口与所述第七分流输出口连接；

所述发动机是二冲程发动机；

所述电压转换器是AC/DC转换器。

10.如权利要求1所述的无人机，其特征在于，所述发电机与所述发动机连接包括：

所述发电机的转子和所述发动机的输出轴固定连接；

其中，所述电压转换器和所述发电机的供电端口连接，且所述转子位于所述供电端口和所述输出轴之间。

无人机

技术领域

[0001] 本发明属于无人机技术领域，特别涉及无人机。

背景技术

[0002] 无人驾驶无人机简称“无人机”，是利用无线电遥控设备和自备的程序控制装置操纵的不载人无人机。机上无驾驶舱，但安装有自动驾驶仪、程序控制装置、信息采集装置等设备。地面、舰艇上或母机遥控站人员通过雷达等设备，对其进行跟踪、定位、遥控、遥测和数字传输。可在无线电遥控下像普通无人机一样起飞或用助推火箭发射升空，也可由母机带到空中投放飞行。

[0003] 对于无人机而言，现有技术中的无人机机身采用一体成型的结构制作而成。通常是由受过专业训练的操作人员并配合机载动力的情况下进行起飞，飞行的升力是通过机翼和位于机头的螺旋桨来提供。

[0004] 但是，在现有技术中，无人机在起降和飞行时，操作难度高；无人机在飞行中，飞行的速度慢、飞行的时间短。

发明内容

[0005] 本发明所要解决的技术问题是无人机在起降和飞行时，操作难度高；无人机在飞行中，飞行的速度慢、飞行的时间短。

[0006] 为解决上述技术问题，本发明提供了无人机，包括：第一机身，所述第一机身包括：迎风部，所述迎风部呈锥状结构；第一本体，所述第一本体和所述迎风部固定连接，且所述迎风部的截面直径在朝向所述第一本体的方向上依次增大；所述第一本体上设置有第一前置机翼和第二前置机翼，且所述第一前置机翼和所述第二前置机翼沿所述第一本体的中心竖轴对称的分布在所述第一本体的两侧，所述第一前置机翼上设置有第一旋翼，所述第二前置机翼上设置有第二旋翼；第一连接部，所述第一连接部和所述第一本体固定连接，且所述第一本体的截面直径在朝向所述第一连接部的方向上依次减小；其中，所述第一本体位于所述迎风部和所述第一连接部之间，且所述迎风部、所述第一本体和所述第一连接部一体成型构成所述第一机身；第二机身，所述第二机身包括：第二连接部，所述第二连接部和所述第一连接部可拆卸连接；第二本体，所述第二本体和所述第二连接部固定连接；且所述第二本体包括第一侧面、第二侧面和第三侧面，且所述第一侧面和所述第二侧面沿所述第二本体的中心竖轴对称分布，所述第三侧面位于所述第一侧面和所述第二侧面之间；且所述第一侧面上设置有第一后置机翼，所述第二侧面上设置有第二后置机翼，所述第三侧面上设置有垂直机翼；第三连接部，所述第三连接部和所述第二本体固定连接；其中，所述第二本体位于所述第二连接部和所述第三连接部之间，且所述第二连接部、所述第二本体和所述第三连接部一体成型构成所述第二机身；第三机身，所述第三机身包括：第四连接部，所述第四连接部和所述第三连接部可拆卸连接；第三本体，所述第三本体和所述第四连接部固定连接；尾部，所述尾部和所述第三本体固定连接，且所述尾部的截面直径在朝向所述

第三本体的方向上依次增大；且所述尾部上设置有一角度可调的旋翼机构；其中，所述第三本体位于所述第四连接部和所述尾部之间，且所述第四连接部、所述第三本体和所述尾部一体成型构成所述第三机身；动力源，所述动力源至少包括：发动机；发电机，所述发电机与所述发动机连接；电压转换器，所述电压转换器与所述发电机连接；稳压器，所述稳压器包括第一稳压输入口、第二稳压输入口和第一稳压输出口；所述第一稳压输入口与所述电压转换器连接，且所述电压转换器位于所述第一稳压输入口和所述发电机之间；蓄电池，所述蓄电池与所述第二稳压输入口连接；分流器，所述分流器至少包括：第一分流输入口、第一分流输出口、第二分流输出口和第三分流输出口；所述第一分流输入口与所述第一稳压输出口连接；舵机，所述舵机至少包括：第一舵机，所述第一舵机至少包括：第一舵机输入口和第一旋翼轴，所述第一舵机输入口与所述第一分流输出口连接；所述第一旋翼轴与所述第一旋翼连接；第二舵机，所述第二舵机至少包括：第二舵机输入口和第二旋翼轴，所述第二舵机输入口与所述第二分流输出口连接；所述第二旋翼轴与所述第一旋翼连接；驱动电机，所述驱动电机至少包括：第一驱动电机；所述第一驱动电机与所述第三分流输出口连接，所述角度可调的旋翼机构与所述第一驱动电机连接，且所述第一驱动电机位于所述第三分流输出口和所述角度可调的旋翼机构之间。

[0007] 进一步地，所述第一前置机翼包括：第一前紧固端和第一前开口端；所述第二前置机翼包括：第二前紧固端和第二前开口端；其中，所述第一前紧固端和所述第二前紧固端沿所述第一本体的中心竖轴对称的分布在所述第一本体的两侧；且所述第一前紧固端和所述第一前开口端是所述第一前置机翼的两端，所述第二前紧固端和所述第二前开口端是所述第二前置机翼的两端；所述第一前开口端设置有一第一存储区域，所述第二前开口端设置有第二存储区域；所述第一舵机还包括：用于固定第一舵机的第一固定座，所述第一固定座固定在所述第一存储区域内；所述第二舵机还包括：用于固定第二舵机的第二固定座，所述第二固定座固定在所述第二存储区域内；所述第一旋翼包括：第一旋转叶片，所述第一旋转叶片与所述第一旋翼轴固定连接；第一配重块，所述第一配重块与所述第一旋翼轴固定连接，且所述第一旋转叶片和所述第一配重块相对于所述第一旋翼轴对称分布，所述第一旋翼轴与所述第一旋转叶片的转动平面相垂直；所述第二旋翼包括：第二旋转叶片，所述第二旋转叶片与所述第二旋翼轴固定连接；第二配重块，所述第二配重块与所述第二旋翼轴固定连接，且所述第二旋转叶片和所述第二配重块相对于所述第二旋翼轴对称分布，所述第二旋翼轴与所述第二旋转叶片的转动平面相垂直。

[0008] 进一步地，所述第一前置机翼在所述第一前紧固端，沿向所述第一前开口端方向上的宽度依次减小；和/或，所述第二前置机翼在所述第二前紧固端，沿向所述第二前开口端方向上的宽度依次减小。

[0009] 进一步地，所述第一后置机翼包括：第一后紧固端和第一后开口端；所述第二前置机翼包括：第二后紧固端和第二后开口端；其中，所述第一后紧固端和所述第二后紧固端沿所述第二本体的中心竖轴对称的固定设置在所述第二本体的两侧；且所述第一后紧固端和所述第一后开口端是所述第一后置机翼的两端，所述第二后紧固端和所述第二后开口端是所述第二后置机翼的两端；所述第二机身还包括：第一翼尖小翼，所述第一翼尖小翼与所述第一后置机翼的夹角是60°-90°；且所述第一翼尖小翼包括：第一翼尖紧固端和第一翼尖开口端；且所述第一翼尖紧固端与所述第一后开口端固定连接，所述第一翼尖开口端背离所

述第一后开口端，与所述第一翼尖紧固端构成所述第一翼尖小翼的两端；且所述第一翼尖开口端和所述垂直机翼位于所述第一后置机翼的两侧；第二翼尖小翼，所述第二翼尖小翼与所述第二后置机翼的夹角是60°-90°；且所述第二翼尖小翼包括：第二翼尖紧固端和第二翼尖开口端；且所述第二翼尖紧固端与所述第二后开口端固定连接，所述第二翼尖开口端背离所述第二后开口端，与所述第二翼尖紧固端构成所述第二翼尖小翼的两端；且所述第二翼尖开口端和所述垂直机翼位于所述第二后置机翼的两侧；其中，所述第一翼尖开口端和所述第二翼尖开口端沿所述第二本体的中心竖轴对称的分布。

[0010] 进一步地，所述第二机身还包括：第一副翼，所述第一副翼转动的设置在所述第一后开口端上，且所述第一副翼在所述第一后开口端上相对于所述第一后开口端进行转动；和/或，第二副翼，所述第二副翼转动的设置在所述第二后开口端上，且所述第二副翼在所述第二后开口端上相对于所述第二后开口端进行转动；和/或，第三副翼，所述第三副翼转动的设置在所述垂直机翼上，且所述第三副翼在所述垂直机翼上相对于所述垂直机翼进行转动；其中，所述第一后置机翼在所述第一后紧固端，沿向所述第一后开口端方向上的宽度依次减小；和/或，所述第二后置机翼在所述第二后紧固端，沿向所述第二后开口端方向上的宽度依次减小；所述第一副翼、所述第二副翼和所述第三副翼呈长方形。

[0011] 进一步地，所述无人机包括：第二驱动电机，所述第二驱动电机与所述第一副翼连接，且所述第二驱动电机固定设置在所述第一后紧固端和第一后开口端之间；第三驱动电机，所述第三驱动电机与所述第二副翼连接，且所述第三驱动电机固定设置在所述第二后紧固端和第二后开口端之间；第四驱动电机，所述第四驱动电机与所述第三副翼连接，且所述第四驱动电机固定在所述垂直机翼上。

[0012] 进一步地，所述分流器还包括：第四分流输出口，所述第四分流输出口与所述第二驱动电机连接；第五分流输出口，所述第五分流输出口与所述第三驱动电机连接；第六分流输出口，所述第六分流输出口与所述第四驱动电机连接。

[0013] 进一步地，所述第三机身还包括：第一尾侧面、第二尾侧面、第三侧尾侧面和第四尾侧面，且所述第一尾侧面和所述第三侧对称地分布在所述第二尾侧面的两侧，且所述第一尾侧面和所述第三侧对称地分布在所述第四尾侧面的两侧，以由所述第一尾侧面、第二尾侧面、第三侧尾侧面和第四尾侧面合围形成所述第三机身；所述第一驱动电机还包括：第一驱动轴和驱动固定座；所述舵机还包括：第三舵机；其中，所述第三舵机至少包括：第三旋翼轴和第三固定座；所述角度可调的旋翼机构包括：尾旋座；其中，所述尾旋座固定设置在所述第二尾侧面和/或所述第四尾侧面的两侧上，且所述驱动固定座设置在所述尾旋座和/或所述第三本体上；联动部，所述联动部包括：第一衔接端、第二衔接端和尾旋翼；其中，所述第一衔接端与所述第一驱动轴连接，所述第二衔接端与所述第三固定座连接，所述第三旋翼轴与所述尾旋翼的中心固定连接，且所述第三旋翼轴与所述尾旋翼的转动平面相垂直；其中，通过所述第一衔接端将所述第一驱动轴的驱动力传递至所述第二衔接端，且所述第三旋翼轴带动所述尾旋翼沿着所述第一尾侧面、所述第二尾侧面、所述第三侧尾侧面或所述第四尾侧面方向移动。

[0014] 进一步地，所述分流器还包括：第七分流输出口；所述第三舵机还包括：第三舵机输入口；其中，所述第三舵机输入口与所述第七分流输出口连接；所述发动机是二冲程发动机；所述电压转换器是AC/DC转换器。

[0015] 进一步地，所述发电机与所述发动机连接包括：所述发电机的转子和所述发动机的输出轴固定连接；其中，所述电压转换器和所述发电机的供电端口连接，且所述转子位于所述供电端口和所述输出轴之间。

[0016] 有益效果：本发明提供无人机，在第一机身的第一本体两侧分别设置第一前置机翼和第二前置机翼，第一前置机翼和第二前置机翼上分别设置第一旋翼和第二旋翼，通过动力源的第一舵机给第一旋翼提供动力，动力源的第二舵机给第二旋翼提供动力；在第二机身的第二本体上沿着第一侧面、第二侧面和第三侧面依次设置：第一后置机翼、第二后置机翼和垂直机翼；在第三机身的尾部上设置一角度可调的旋翼机构，通过动力源的第一驱动电机给角度可调的旋翼机构提供动动力；并且第二机身的第二连接部与第一机身的第一连接部可拆卸连接，第三机身的第四连接部与第二机身的第三连接部可拆卸连接，由第一机身、第二机身和第三机身构成无人机的整体机身，使得出现机身局部损伤无法修复时，可以局部更换部件。第一旋翼、第二旋翼和角度可调的旋翼机构使无人机可以垂直起降，从而使无人机的起降不受场地大小限制；角度可调的旋翼机构还能为无人机的飞行提供推力，从而使无人机的飞行速度快。达到了无人机的起降和飞行操作简便，具有飞行速度快，续航时间长的技术效果。

附图说明

[0017] 为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案，下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍，显而易见地，下面描述中的附图仅仅是本发明的一些实施例，对于本领域普通技术人员来讲，在不付出创造性劳动的前提下，还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0018] 图1为本发明实施例提供的无人机的整体结构示意图；

[0019] 图2为图1的俯视图示意图；图3为图1的仰视图示意图；

[0020] 图4为图1的正视图示意图；图5为图1的后视图示意图；

[0021] 图6为图1的侧视图示意图；

[0022] 图7为本发明实施例提供的角度可调的旋翼机构的示意图；

[0023] 图8为本发明实施例提供的发电机和发动机连接关系示意图；

[0024] 图9为本发明实施例提供的电路控制系统的机构框图。

具体实施方式

[0025] 在介绍本发明实施例之前，首先对本发明提供的无人机的整体情况做如下概括说明：本发明通过将无人机的机身分成至少包括三段，即第一机身10、第二机身20和第三机身30，且三段之间通过可拆卸式连接的连接方式进行连接，以此构成一个内部结构可拆卸的无人机，这样使得当无人机的机身出现局部损坏时，能够对应的拆除出现损坏的部位进行维修，具有操作简单、方便的技术效果。并且当机身的局部因出现损坏而无法修复时，也可以对应的拆除无法修复的部位，即对无法修复的部位进行更替即可，从而克服了现有技术中因机身采用一体化整体设计，使得出现机身局部损伤无法修复时，不得不更换无人机的整个机身的技术缺陷，达到极大地降低了维修成本的技术效果。

[0026] 同时，无人机在执行起降操作的过程中，本发明中的无人机所包括的第一旋翼

1211、第二旋翼1221和角度可调的旋翼机构331匹配作业(即进行运转)而产生举升力,拉动机身上升或者下降。例如:当无人机起飞时,通过控制第一旋翼1211和第二旋翼1221旋转,并且调节角度可调的旋翼机构331的运转方向(使旋翼机构331提供向上的拉力),由第一旋翼1211的旋转、第二旋翼1221的旋转和旋翼机构331的运转所产生的合力,为无人机提供向上的举升力,从而实现无人机的垂直起飞。将无人机拉升到一定高度时,再通过调节角度可调的旋翼机构331的运转方向(使旋翼机构331提供水平推力),从而在无人机上产生水平推力,推动无人机在空中滑行起飞,进而进入稳定飞行;在下降时,通过控制第一旋翼1211、第二旋翼1221的举升力,并且控制角度可调的旋翼机构331使无人机拉动机身自高处稳定下降,直至稳定落地,避免了机身硬着陆造成的机身和搭载设备的损伤,大大降低了降落事故的风险,达到了使无人机适合在不同的飞行场地进行起降操作的技术效果。

[0027] 下面将结合说明书附图,对本发明实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例,而不是全部的实施例。为了对本发明实施例提供的无人机进行详细的说明,首先对本发明实施例中所涉及的技术名词做如下解释说明:

[0028] 可拆卸式连接可以是:螺栓连接或者粘接;固定连接可以是:焊接或者一体成型;地面可以是:无人机停放的地面,或者跟这个平面相平行的面;第一水平面可以是:与水平地面相平行的面,并且第一本体的中心竖轴123位于该平面内;最小飞行速度可以是:使无人机保持飞行,并且不坠落时的最小飞行速度。例如:在本实施例中,无人机的最小飞行速度可以是20m/s;起飞阶段可以是:无人机从地面到达空中的垂直上升的过程;起飞变平飞阶段可以是:无人机到达空中后,进行水平飞行的过程;转弯阶段可以是:无人机从水平飞行状态,进行转弯的过程,如左转弯,右转弯等;降落阶段可以是:无人机从空中降落到地面的过程。

[0029] 对于第一机身10部分而言:请参见图1—图6,第一机身10包括:迎风部11、第一本体12和第一连接部13,第一本体12位于迎风部11和第一连接部13之间,并且迎风部11、第一本体12和第一连接部13一体成型构成第一机身10。在第一机身10中,通过将迎风部11设置成锥状结构,将迎风部11的截面直径在朝向第一本体12的方向上依次增大,并且使第一本体12的截面直径在朝向第一连接部13的方向上依次减小,这样就使得在无人机飞行时,第一机身10在本发明实施例中的整体形状设计有利于降低气流的阻力。另外,在第一本体12上还设置有第一前置机翼121和第二前置机翼122。其中,第一前置机翼121包括:第一前紧固端1212和第一前开口端1213。第二前置机翼122包括:第二前紧固端1222和第二前开口端1223。且第一前紧固端1212和第二前紧固端1222沿第一本体12的中心竖轴对称的分布在第一本体12的两侧,并将三者进行相对固定。

[0030] 具体而言,第一前置机翼121的第一前紧固端1212与第一本体12之间可以通过可拆卸式连接的连接方式进行连接。第二前置机翼122的第二前紧固端1222与第一本体12之间也可以通过可拆卸式连接的连接方式进行连接。这样就使得通过可拆卸连接的方式使得第一前置机翼121、第二前置机翼122和第一本体12之间可拆卸,便于第一机身10的组装,使得维修简单方便。

[0031] 请参见图4—图6,第一前置机翼121与第一水平面的夹角可以是2.5°,当无人机处于最小飞行速度时,2.5°的夹角能为无人机获得足够的升力,来克服无人机自身的重量,从

而更好的为无人机产生升力，保持飞行状态。第二前置机翼122与第一水平面夹角也可以是2.5°，当无人机处于最小飞行速度时，2.5°的夹角也能为无人机获得足够的升力，来克服无人机自身的重量，从而更好的为无人机产生升力，保持飞行状态。

[0032] 更进一步地，在第一前置机翼121上设置有第一旋翼1211，以及用于驱动第一旋翼1211进行旋转的第一舵机471，第二前置机翼122上设置有第二旋翼1221，以及用于驱动第二旋翼1221进行旋转的第二舵机472。并且在第一前置机翼121的第一前开口端1213上，还设置一第一存储区域12131；在第二前置机翼122的第二前开口端1223上还设置一第二存储区域12231。

[0033] 其中，第一舵机471包括：第一旋翼轴4712和用于固定第一舵机471的第一固定座4713，且第一固定座4713固定在第一存储区域12131内；第二舵机472包括：第二旋翼轴4722和用于固定第二舵机472的第二固定座4723，且第二固定座4723固定在第二存储区域12231内。第一旋翼1211包括：第一旋转叶片12111和第一配重块12112，第一旋转叶片12111与第一旋翼轴4712固定连接，第一配重块12112与第一旋翼轴4712固定连接；并且第一旋转叶片12111和第一配重块12112相对于第一旋翼轴4712对称分布，第一旋翼轴4712与第一旋转叶片12111的转动平面相垂直。第二旋翼1221包括：第二旋转叶片12211和第二配重块12212，第二旋转叶片12211与第二旋翼轴4722固定连接，第二配重块12212与第二旋翼轴4722固定连接，并且第二旋转叶片12211和第二配重块12212相对于第二旋翼轴4722对称分布，第二旋翼轴4722与第二旋转叶片12211的转动平面相垂直。

[0034] 具体而言，第一存储区域12131和第二存储区域12231的大小及形状可以根据所需放置的舵机47的形状参数而决定，比如舵机47的体积大小，从而将第一舵机471放置于第一存储区域12131内和将第二舵机472放置于第二存储区域12231内。第一舵机471通过其自身的第一固定座4713固定在第一存储区域12131内，第一舵机471的第一旋翼轴4712与第一旋翼1211的第一旋转叶片12111固定连接，并且第一旋翼轴4712与第一配重块12112固定连接。第一旋翼轴4712与第一旋转叶片12111的转动平面相垂直，即在第一旋转叶片12111的转动时，该转动的平面与第一旋翼轴4712相互垂直；第一旋转叶片12111和第一配重块12112相对于第一旋翼轴4712对称分布，即第一旋转叶片12111和第一配重块12112以第一旋翼轴4712为轴呈对称分布。第一配重块12112的制作材料可以使用刚性材料，使得第一旋翼轴4712带动第一旋转叶片12111和第一配重块12112一起转动时，第一配重块12112不会发生形变，从而影响第一旋翼1211的平衡。

[0035] 另一方面，将第二舵机472通过第二固定座4723固定在第二存储区域12231内，第二舵机472的第二旋翼轴4722与第二旋翼1221的第二旋转叶片12211固定连接，并且第二旋翼轴4722与第二配重块12212固定连接。第二旋翼轴4722与第二旋转叶片12211的转动平面相垂直，即在第二旋转叶片12211的转动时，该转动的平面与第二旋翼轴4722相互垂直；第二旋转叶片12211和第二配重块12212相对于第二旋翼轴4722对称分布，即第二旋转叶片12211和第二配重块12212以第二旋翼轴4722为轴呈对称分布。第二配重块12212的制作材料可以使用刚性材料，使得第二旋翼轴4722带动第二旋转叶片12211和第二配重块12212一起转动时，第二配重块12212不会发生形变，从而影响第一旋翼1211的平衡。

[0036] 在本发明提供的实施例中，尤其需要注意的是：第一旋翼1211包括第一旋转叶片12111和第一配重块12112；第二旋翼1221包括第二旋转叶片12211和第二配重块12212。也

就是第一旋翼1211使用的是单叶片，第二旋翼1221使用的也是单叶片。传统的旋翼使用的都是双叶片，传统的旋翼也就是由类似第一旋转叶片12111的两个叶片组成，这两个叶片通常相对于带动叶片转动的轴呈对称分布。传统的旋翼由于使用的是双叶片，若无人机在飞行中，该双叶片会顺着气流旋转，从而增大了气流的阻力，对无人机的飞行产生了较大的干扰，不利于无人机的平衡，同时会导致无人机的动力量能损耗较大。本发明实施例提供的第一旋翼1211和第二旋翼1221都是使用单叶片，同时与各个单叶片分别设置有第一配重块12112和第二配重块12212，进而对第一旋转叶片12111和第二旋转叶片12211起着重量平衡的作用。由于旋翼具有单叶片，若无人机在飞行中，该单叶片将会始终保持着与气流一致的方向，从而减少了气流的阻力，克服了传统的双叶片旋翼对无人机的飞行所产生的较大干扰、对无人机的平衡性所造成的破坏和使无人机的动力能量损耗较大的技术缺陷。达到了有利于无人机的飞行平衡，减小了无人机动力的能量损耗的技术效果。

[0037] 请参见图2，第一前置机翼121在第一前紧固端1212，沿向第一前开口端1213方向上的宽度依次减小；和/或第二前置机翼122在第二前紧固端1222，沿向第二前开口端1223方向上的宽度依次减小。

[0038] 具体而言，对于第一前置机翼121和第二前置机翼122的形状提供以下两个实施方式进行说明：第一种实施方式，通过将第一前置机翼121从第一前紧固端1212开始，朝着向第一前开口端1213方向上的宽度依次减小，使得第一前置机翼121可以是呈梯形，由于梯形翼不靠后掠角减阻，所以机翼前缘的后掠角可以较小，从而使无人机在飞行中能获得较好的升力。第二种实施方式，通过将第二前置机翼122从第二前紧固端1222开始，朝着向第二前开口端1223方向上的宽度依次减小，使得第二前置机翼122可以是呈梯形，由于梯形翼不靠后掠角减阻，所以机翼前缘的后掠角可以较小，从而使无人机在飞行中能获得较好的升力。

[0039] 以上第一个实施方式和第二个实施方式可以同时实施，也可以在第一个实施方式和第二个实施方式中任选一个来实施。例如：使第一前置机翼121呈梯形，并且使第二前置机翼122也呈梯形，从而使无人机获得较好的升力。使第一前置机翼121呈梯形，或者使第二前置机翼122呈梯形，从而在无人机的整体设计上，使无人机获得较好的升力。

[0040] 对于第二机身20部分而言：请参见图1—图6，第二机身20包括第二连接部21、第二本体22和第三连接部23；其中，第二本体22位于第二连接部21和第三连接部23之间，且第二连接部21、第二本体22和第三连接部23一体成型构成第二机身20；第二连接部21和第一连接部13可拆卸连接，第二本体22和第二连接部21固定连接，第三连接部23和第二本体22固定连接。

[0041] 具体而言，由于第二连接部21和第一连接部13可拆卸连接，使得第二机身20与第一机身10之间也是通过可拆卸式连接。通过可拆卸连接的方式使得第一机身10和第二机身20之间可拆卸，便于第二机身20的组装，使得维修简单方便，极大地降低了维修成本。

[0042] 进一步地，第二本体22可以包括第一侧面221、第二侧面222和第三侧面223，并且第一侧面221和第二侧面222沿着第二本体的中心竖轴224对称分布，第三侧面223位于第一侧面221和第二侧面222之间；并且第一侧面221上设置有第一后置机翼2211，第二侧面222上设置有第二后置机翼2221，第三侧面223上设置有垂直机翼2231。第一后置机翼2211包括第一后紧固端22111和第一后开口端22112；第二前置机翼122包括：第二后紧固端22211和

第二后开口端22212。其中，第一后紧固端22111和第二后紧固端22211沿第二本体的中心竖轴224对称的固定设置在第二本体22的两侧；并且第一后紧固端22111和第一后开口端22112分别是第一后置机翼2211的两端，第二后紧固端22211和第二后开口端22212分别是第二后置机翼2221的两端。

[0043] 具体而言，第一后置机翼2211可以通过第一后紧固端22111与第一侧面221固定连接，第二后置机翼2221可以通过第二后紧固端22211与第二侧面222固定连接，垂直机翼2231可以与第三侧面223固定连接。通过设置第一后置机翼2211和第二后置机翼2221，使这两个机翼可以在无人机处于飞行时，能为无人机提供更大的升力。

[0044] 进一步地，第二机身20还包括：第一翼尖小翼24和第二翼尖小翼25。以下分别对第一翼尖小翼24和第二翼尖小翼25进行详细说明：

[0045] 对于第一翼尖小翼24部分。第一翼尖小翼24与第一后置机翼2211的夹角是60°-90°；第一翼尖小翼24包括：第一翼尖紧固端241和第一翼尖开口端242；并且第一翼尖紧固端241与第一后开口端22112固定连接，第一翼尖开口端242背离第一后开口端22112，与第一翼尖紧固端241构成第一翼尖小翼24的两端；并且第一翼尖开口端242和垂直机翼2231位于第一后置机翼2211的两侧；对于第二翼尖小翼25部分。第二翼尖小翼25与第二后置机翼2221的夹角是60°-90°；第二翼尖小翼25包括：第二翼尖紧固端251和第二翼尖开口端252；并且第二翼尖紧固端251与第二后开口端22212固定连接，第二翼尖开口端252背离第二后开口端22212，与第二翼尖紧固端251构成第二翼尖小翼25的两端；并且第二翼尖开口端252和垂直机翼2231位于第二后置机翼2221的两侧。

[0046] 以上第一翼尖小翼24的第一翼尖开口端242和第二翼尖小翼25的第二翼尖开口端252可以沿第二本体的中心竖轴224对称的分布。当然，第一翼尖小翼24的第一翼尖开口端242和第二翼尖小翼25的第二翼尖开口端252可以沿第二本体的中心竖轴224不对称的分布。

[0047] 具体而言，第一翼尖小翼24包括：第一翼尖紧固端241和第一翼尖开口端242；第一翼尖小翼24的第一翼尖紧固端241与第一后置机翼2211的第一后开口端22112固定连接，并且第一翼尖开口端242背离第一后开口端22112，即第一翼尖开口端242如图4所示，位于无人机机身的下方。此时，第一翼尖小翼24与第一后置机翼2211构成夹角，该夹角的范围是：60°-90°；第二翼尖小翼25的第二翼尖紧固端251与第二后置机翼2221的第二后开口端22212固定连接，并且第二翼尖开口端252背离第二后开口端22212，即第二翼尖开口端252如图4所示，位于无人机机身的下方。此时，第二翼尖小翼25与第二后置机翼2221构成夹角，该夹角的范围是：60°-90°

[0048] 请参见图4、图5，为了使说明书更好的支持权利要求书中第一翼尖小翼24与第一后置机翼2211的夹角的数值范围，以及第二翼尖小翼25与第二后置机翼2221的夹角的数值范围，现分别选取夹角范围的两个端点数值，以两个实施方式作如下说明：

[0049] 第一种实施方式，如果第一翼尖小翼24与第一后置机翼2211的夹角是60°，并且第二翼尖小翼25与第二后置机翼2221的夹角也是60°。即在无人机停在水平地面时，由第一翼尖小翼24的第一翼尖开口端242与第一后置机翼2211的第一后开口端22112所构成的夹角是60°；并且由第二翼尖小翼25的第二翼尖开口端252与第二后置机翼2221的第二后开口端22212所构成的夹角也是60°。此时，第一翼尖小翼24与第一后置机翼2211能有效阻碍第一

后置机翼2211的上下翼面的空气绕流，并且第二翼尖小翼25与第二后置机翼2221也能有效阻碍第二后置机翼2221的上下翼面的空气绕流。从而降低了因第一盒第二翼尖尾涡造成的“诱导阻力”，进而减小了绕流对无人机第一后置机翼2211和第二后置机翼2221所产生升力的破坏，提高无人机升阻比，增大航程，达到增加无人机升力的作用。

[0050] 第二种实施方式，如果第二翼尖小翼25与第二后置机翼2221的夹角是90°，并且第二翼尖小翼25与第二后置机翼2221的夹角也是90°。即在无人机停在水平地面时，由第一翼尖小翼24的第一翼尖开口端242与第一后置机翼2211的第一后开口端22112所构成的夹角是90°；并且由第二翼尖小翼25的第二翼尖开口端252与第二后置机翼2221的第二后开口端22212所构成的夹角也是90°。此时，第一翼尖小翼24与第一后置机翼2211能有效阻碍第一后置机翼2211的上下翼面的空气绕流，并且第二翼尖小翼25与第二后置机翼2221也能有效阻碍第二后置机翼2221的上下翼面的空气绕流。从而降低了因第一和第二翼尖尾涡所造成的“诱导阻力”，减小了绕流对升力的破坏，提高升阻比，增大航程，达到增加升力的作用。

[0051] 同时，由于第一翼尖小翼24和第二翼尖小翼25都与第一水平面相互垂直，所以第一翼尖小翼24和第二翼尖小翼25与地面间距最近，使制造第一翼尖小翼24和第二翼尖小翼25所需的材料也较少，从而减轻第一翼尖小翼24和第二翼尖小翼25的自身重量，减少了无人机的整体重量，达到了增大航程，减小无人机动力损耗(例如：油耗、蓄电池45的电能)的技术效果。

[0052] 进一步地，第二机身20还包括：第一副翼26、第二副翼27和第三副翼28。第一副翼26、第二副翼27和第三副翼28都可以呈长方形。

[0053] 第一副翼26转动的设置在第一后开口端22112上，并且第一副翼26在第一后开口端22112上相对于第一后开口端22112进行转动；和/或第二副翼27转动的设置在第二后开口端22212上，并且第二副翼27在第二后开口端22212上相对于第二后开口端22212进行转动；和/或第三副翼28转动的设置在垂直机翼2231上，并且第三副翼28在垂直机翼2231上相对于垂直机翼2231进行转动；其中，第一后置机翼2211在第一后紧固端22111，沿着向第一后开口端22112方向上的宽度依次减小；和/或第二后置机翼2221在第二后紧固端22211，沿着向第二后开口端22212方向上的宽度依次减小。

[0054] 请参见图5，具体而言，第一副翼26设置在第一后置机翼2211中的第一后开口端22112上，第一副翼26可以相对于第一后置机翼2211的平面，沿着第一后置机翼2211的平面向上下方向转动；第二副翼27设置在第二后置机翼2221中的第二后开口端22212上，第二副翼27可以相对于第二后置机翼2221的平面，沿着第二后置机翼2221的平面向上下方向转动；第三副翼28设置在垂直机翼2231上，沿着垂直机翼2231的平面向左右方向转动。

[0055] 同时，第一后置机翼2211可以呈梯形，第一后紧固端22111为该梯形的下底，有利于提高无人机的升力，保持无人机在飞行中的稳定性和通过第一副翼26来控制无人机的飞行姿态；第二后置机翼2221也可以呈梯形，第二后紧固端22211也为该梯形的下底，有利于提高无人机的升力，保持无人机在飞行中的稳定性和通过第二副翼27来控制无人机的飞行姿态。

[0056] 请参见图4，第一前置机翼121和第一后置机翼2211的夹角可以是15°，同时，第二前置机翼122和第二后置机翼2221的夹角也可以是15°。若第一前置机翼和第一后置机翼的夹角是15°，且第二前置机翼122和第二后置机翼2221的夹角也是15°，在尾旋翼33123推动

无人机飞行时，将有利于无人机周围气流的平衡，从而达到提升无人机的稳定性的技术效果。请参见图3，无人机的腹部(即无人机停在水平地面时，靠近无人机的面)可以包括第一机身10的腹部、第二机身20的腹部和第三机身30的腹部，无人机的腹部可以呈现为弧形，该弧形的腹部有利于降低气流对无人机的阻碍，减小无人机的能量损耗，达到提升无人机飞行距离的技术效果。

[0057] 请参见图9，更进一步地，第二驱动电机482与第一副翼26连接，并且第二驱动电机482固定设置在第一后紧固端22111和第一后开口端22112之间；第三驱动电机483与第二副翼27连接，并且第三驱动电机483固定设置在第二后紧固端22211和第二后开口端22212之间；第四驱动电机484与第三副翼28连接，并且第四驱动电机484固定在垂直机翼2231上。

[0058] 具体而言，第二驱动电机482与第一副翼26连接后，通过第二驱动电机482的工作为第一副翼26提供上下转动的拉力；第三驱动电机483与第二副翼27连接后，通过第三驱动电机483的工作为第二副翼27提供上下转动的拉力。第四驱动电机484与第三副翼28连接后，通过第四驱动电机484的工作为第三副翼28提供左右转动的拉力。

[0059] 请继续参见图9，进一步地，分流器46还包括：第四分流输出口465、第五分流输出口466和第六分流输出口467。第四分流输出口465与第二驱动电机482连接；第五分流输出口466与第三驱动电机483连接；第六分流输出口467与第四驱动电机484连接。

[0060] 具体而言，第四分流输出口465与第二驱动电机482连接可以是通过导线将分流器46与第二驱动电机482连接，使第二驱动电机482接通电源；第五分流输出口466与第三驱动电机483连接可以是通过导线将分流器46与第三驱动电机483连接，使第三驱动电机483接通电源；第六分流输出口467与第四驱动电机484连接可以是通过导线将分流器46与第四驱动电机484连接，使第四驱动电机484接通电源。从而通过分流器46为第二驱动电机482、第三驱动电机483和第四驱动电机484提供电能。

[0061] 请参见图2和图3，需要注意的是，无人机的设计重心位于第一前置机翼121和第二前置机翼122在无人机上的第一升力平均点，以及第一后置机翼2211和第二后置机翼2221在无人机上的第二升力平均点之间；且无人机的设计重心在第一升力平均点和第二升力平均点间距的3/4处，且无人机的设计重心靠近第二升力平均点。具体而言，第一前置机翼121和第二前置机翼122在无人机上的升力平均点是第一升力平均点(简称A点)，第一后置机翼2211和第二后置机翼2221在无人机上的升力平均点是第二升力平均点(简称B点)；A点与B点之间的直线距离长度是S，无人机的设计重心简称为C点。为了详细解释无人机的设计重心(C点)与第一升力平均点(A点)、第二升力平均点(B点)的位置关系，现列举实施方式作如下说明：

[0062] C点位于A点与B点之间，并且C点和A点之间的直线距离假设为L，L需要满足：L＝(3/4)*S。同时，A点、B点和C点也可以位于同一直线上。由于无人机的设计重心在第一升力平均点和第二升力平均点间距的3/4处，当无人机的重量发生变化时，也不会影响对无人机的控制性能。所以，无人机的设计重心在第一升力平均点和第二升力平均点间距的3/4处，有利于适应无人机的不同重量，进而达到不影响控制性能的技术效果。

[0063] 显然，在本发明提供的实施例中，对无人机的设计重心在第一升力平均点和第二升力平均点间距的3/4处，以及A点、B点和C点位于同一直线上的位置关系所进行的说明，并不是对该位置起限制作用，本领域的普通技术人员，可以通过对该连接位置进行修改或者

等同替换，但此修改或者等同替换均在本发明的保护范围之内。例如：无人机的设计重心在第一升力平均点和第二升力平均点间距的4/5处；C点位于B点和C点的连线之外。

[0064] 对于第三机身30部分而言：请参见图1—6，第三机身30包括第四连接部31、第三本体32和尾部33；第三本体32位于第四连接部31和尾部33之间，且第四连接部31、第三本体32和尾部33一体成型构成第三机身30，尾部33截面直径在朝第三本体32方向上依次增大。通过将尾部33和第三本体32固定连接，第三本体32和第四连接部31固定连接，第四连接部31和第二机身20第三连接部23可拆卸连接，使第三机身30和第二机身20连为一体。

[0065] 具体而言，由于第四连接部31和第二机身20的第三连接部23可拆卸连接，使得第三机身30与第二机身20之间也是通过可拆卸式连接。通过可拆卸连接的方式使得第三机身30和第二机身20之间可拆卸，便于第三机身30的组装，使得维修简单方便，极大地降低了维修成本。

[0066] 进一步地，尾部33上设置有一角度可调的旋翼机构331；可以将第三机身30划分为：第一尾侧面34、第二尾侧面35、第三侧尾侧面36和第四尾侧面37，使得由第一尾侧面34、第二尾侧面35、第三侧尾侧面36和第四尾侧面37合围形成第三机身30，并且第一尾侧面34和第三侧对称地分布在第二尾侧面35和/或第四尾侧面37的两侧。同时，在分流器46上设置第四分流输出口465。第一驱动电机481还可以包括：第一驱动轴4811和驱动固定座4812；舵机47还可以包括：第三舵机473，该第三舵机473包括第三舵机输入口4733、第三旋翼轴4731和第三固定座4732；通过将第三舵机输入口4733与分流器46的第四分流输出口465连接，从而为第三舵机473提供电能。

[0067] 需要注意的是，对于角度可调的旋翼机构331部分，该角度可调的旋翼机构331可以包括：尾旋座3311、联动部3312和尾旋翼33123。尾旋座3311固定设置在第二尾侧面35和/或第四尾侧面37的两侧上，并且驱动固定座4812设置在尾旋座3311和/或所述第三本体32上；联动部3312包括：第一衔接端33121和第二衔接端33122，第一衔接端33121与第一驱动轴4811连接；第二衔接端33122与第三固定座4732连接；第三旋翼轴4731与尾旋翼33123的中心固定连接，并且第三旋翼轴4731与尾旋翼33123的转动平面相垂直。通过第一衔接端33121将第一驱动轴4811的驱动力传递至第二衔接端33122，并使第三旋翼轴4731带动尾旋翼33123沿着第一尾侧面34、第二尾侧面35、第三侧尾侧面36或第四尾侧面37方向移动。

[0068] 另一方面，尾旋座3311还可以包括第一铰接座、第一中空部、第一开口面、第二开口面和第一安装座；第一铰接座可以和第一安装座固定设置在第一中空部内（该中空部可以是飞机的机身内），并且第一开口面可以和无人机的尾部33固定连接，并且第一开口面和第二开口面可以分别是所述尾旋座3311的两个对应面；所述第一驱动电机481的第一驱动固定座可以和所述第一安装座固定连接。基座组件可以包括第二铰接座、第二中空部、第三开口面和第四开口面；第三开口面可以和第二开口面活动连接，即第三开口面可以和第二开口面相铰接，并且第二铰接座可以和第四开口面固定连接，第三开口面和第四开口面可以分别是第二基座组件的两个对应面；第二驱动固定座可以固定设置在所述尾部33上。翻转部可以包括壳体，壳体可以包括第三中空部、第一侧面和第二侧面；所述第一侧面可以包括第一端、第二端和定位区，第一端可以和第二铰接座相互铰接，并且所述第二铰接座可以位于第一端和所述第四开口面之间；第三舵机473的第三固定座可以设置在第三中空部内，并且第三旋翼轴4731也可以位于所述第二侧面外，并且第三舵机473的第三旋翼轴4731也

可以和尾旋翼的中心固定连接，并且第三旋翼轴4731也可以和尾旋翼的转动平面相互垂直。

[0069]　联动部3312可包括第一衔接端33121、第二衔接端33122和第三衔接端。第一衔接端33121也可以和所述第二端相铰接；第二衔接端33122也可以和所述第二驱动轴固定连接；第三衔接端也可以和所述第一铰接座相铰接；并且第二衔接端33122可以位于所述第一衔接端33121和所述第三衔接端之间。传动部可以包括第一动轮和第二动轮，第一动轮还可以包括第一齿轮50和内孔，内孔可以位于第一齿轮50的中心，并且内孔可以和第一驱动轴4811固定连接。第二动轮可以包括第二齿轮51和支撑体，支撑体可以包括外侧面和内侧面，第二齿轮51可以和所述内侧面固定连接，并且外侧面也可以和第二中空部固定连接，并且外侧面也可以位于第二中空部内，同时，第二齿轮51可以和第一齿轮50相啮合；外侧面和内侧面可以是所述支撑体的两个对应面。

[0070]　具体而言，将尾旋座3311固定设置在第三机身30外的第二尾侧面35和/或第四尾侧面37的两侧上，也可以将尾旋座3311固定设置在第三机身30内的第二尾侧面35和/或第四尾侧面37的两侧上。通过驱动固定座4812与尾旋座3311的固定，将第一驱动电机481固定在第三机身30上；也可以直接将第一驱动电机481固定在第三机身30内。

[0071]　作为本发明实施例的一种实施方式。第一驱动电机481也可以使用直线舵机47，联动部3312也可以使用翻转连杆，联动部3312的第一衔接端33121和第二衔接端33122可以分别是翻转连杆的两端。

[0072]　如图7所示，翻转连杆呈“7”字形，即第一衔接端33121与第二端构成固定的夹角，该夹角的数值可以是90°。当第一驱动电机481推动第一衔接端33121向右移动时，将带动第二衔接端33122将向下移动；当第一驱动电机481拉动第一衔接端33121向左移动时，将带动第二衔接端33122将向上移动。由第一衔接端33121的向左或向右移动从而导致第二衔接端33122的向上或向下移动。并且尾旋翼33123可使用双叶片旋翼，尾旋翼33123与第三舵机473的第三旋翼轴4731固定连接，使第三旋翼轴4731带动尾旋翼33123转动。在尾旋翼33123转动时，第三旋翼轴4731与该转动的平面相互垂直。由尾旋翼33123和第三舵机473可以组成一尾旋翼33123翻转组件，该尾旋翼33123翻转组件具体可以是包括：圆锥形外壳。第三舵机473可以固定设置在圆锥形外壳内，通过将第三舵机473的第三旋翼轴4731伸出圆锥形外壳之外，从而使尾旋翼33123在圆锥形外壳之外与第三旋翼轴4731固定连接。由于圆锥形外壳可以设置成密封的，进而在雨水天飞行时，可以防止雨水对无人机内部的电器元件的损害。也可以在圆锥形外壳靠近第三机身30的一侧面上可以设置连接孔，通过将第二衔接端33122与该连接孔固定连接，从而使第二衔接端33122与第三固定座4732连接，如果第二衔接端33122移动，也将会带动第三舵机473一起移动。

[0073]　请参见图7，在圆锥形外壳靠近第三机身30的一侧面上可以设置第二齿轮51，该第二齿轮51可以是齿轮环，使第二齿轮51以第一齿轮50为中心进行转动。可以在第三机身30内固定设置一个伺服电机，用来带动第一齿轮50转动，由于第一齿轮50与第二齿轮51转动的连接，第一齿轮50的转动将带动第二齿轮51跟着一起转动。或者通过第一驱动电机481带动第一齿轮50转动，由于第一齿轮50与第二齿轮51转动的连接，第一齿轮50的转动将带动第二齿轮51跟着一起转动。再者，因为第二齿轮51由第一齿轮50带着一起转动，将会通过第二齿轮51的转动使圆锥形外壳或者第三舵机473一起转动，从而使尾旋翼33123远离第一竖

轴53或靠近第一竖轴53移动。

[0074] 在本发明提供的实施例中，由于尾旋翼33123向上或向下移动，将使尾旋翼33123相对于第一竖轴53移动，即尾旋翼33123相对于第一竖轴53移动所构成的夹角范围可以是0°—90°。由于尾旋翼33123向左或向右移动，将使尾旋翼33123相对于第一竖轴53移动，即尾旋翼33123相对于第一竖轴53向左移动所构成的夹角范围可以是0°—60°；尾旋翼33123相对于第一竖轴53向右移动所构成的夹角范围可以是0°—60°。

[0075] 为了更清楚的对本发明提供的实施例进行详细阐述，现分别对尾旋翼33123向上或向下移动，尾旋翼33123向左或向右移动进行以下详细说明：

[0076] 首先需要注意的是：尾旋翼33123向上移动可以是尾旋翼33123沿着第三尾侧面方向移动，即沿着垂直机翼2231的方向移动，此时远离第一横轴54；尾旋翼33123向下移动可以是尾旋翼33123沿着第四尾侧面37方向移动，即背离垂直机翼2231的方向移动，此时靠近第一横轴54；尾旋翼33123向左移动可以是尾旋翼33123沿着第一尾侧面34方向移动，如图5，即沿着第一后置机翼2211方向移动，此时远离第一竖轴53；尾旋翼33123向右移动可以是尾旋翼33123沿着第二尾侧面35方向移动，如图5，即沿着第二后置机翼2221方向移动，此时远离第一竖轴53。对于尾旋翼33123向上或向下移动，以下通过两个实施方式对尾旋翼33123向上或向下移动分别进行详细说明：

[0077] 第一种实施方式。若第一衔接端33121的向右移动，将导致第二衔接端33122的向下移动。由于第二衔接端33122与第三固定座4732连接，尾旋翼33123与与第三舵机473的第三旋翼轴4731固定座连接。第二衔接端33122的向下移动会带动尾旋翼33123一起向下移动，从而实现了无人机在飞行、起降中，尾旋翼33123可以逐渐向下移动，达到了改变尾旋翼33123运动方向，进而控制尾旋翼33123对无人机的推力方向，使推力方向逐渐向上移动。

[0078] 当尾旋翼33123逐渐向下移动，且移动到尾旋翼33123相对于第一竖轴53移动的夹角是90°时。尾旋翼33123对无人机的推力方向将向上（如图7），此时尾旋翼33123的转动将为无人机提供升力，从而使无人机的升力增大。

[0079] 第二种实施方式。若第一衔接端33121的向左移动，将导致第二衔接端33122的向上移动。由于第二衔接端33122与第三固定座4732连接，尾旋翼33123与第三舵机473的第三旋翼轴4731固定座连接。第二衔接端33122的向上移动会带动尾旋翼33123一起向上移动，从而实现了无人机在飞行、起降中，尾旋翼33123可以逐渐向上移动，达到了改变尾旋翼33123运动方向，进而控制尾旋翼33123对无人机的推力方向，使推力的方向逐渐向下移动。

[0080] 当尾旋翼33123逐渐向上移动，并且移动到尾旋翼33123相对于第一竖轴53移动的夹角是0°时。尾旋翼33123对无人机的推力方向将与迎风部11方向一致，并且该推力方向与第一横轴54平行（如图7），此时尾旋翼33123的转动将为无人机提供前进的推力，从而使无人机的推力增大。

[0081] 对于尾旋翼33123向左或向右移动，以下通过两个实施方式对尾旋翼33123向左或向右移动分别进行详细说明：请参见图5和图7，第一种实施方式。若第一齿轮50的转动带动第二齿轮51顺时针转动，由于第二齿轮51与第三舵机473固定连接，将带动尾旋翼33123向右移动。从而实现了无人机在飞行、起降中，尾旋翼33123可以逐渐向右移动，达到了改变尾旋翼33123运动方向，进而控制尾旋翼33123对无人机的推力方向，使推力的方向逐渐向右移动。请参见图7，在尾旋翼33123逐渐向右移动，并且移动到尾旋翼33123相对于第一竖轴

53移动的夹角是60°时。尾旋翼33123对无人机的推力方向将向左，此时尾旋翼33123的转动将为无人机提供向左的推力，改变无人机的推力方向，从而改变无人机整体的受力情况。请继续参见图5、图7，第二种实施方式。若第一齿轮50的转动带动第二齿轮51逆时针转动，由于第二齿轮51与第三舵机473固定连接，将带动尾旋翼33123向左移动。从而实现了在无人机飞行、起降中，尾旋翼33123可以逐渐向左移动，达到了改变尾旋翼33123运动方向，进而控制尾旋翼33123对无人机的推力方向，使推力的方向逐渐向右移动。请参见图7，在尾旋翼33123逐渐向左移动，并且移动到尾旋翼33123相对于第一竖轴53移动的夹角是0°时，尾旋翼33123将与第一横轴54相互垂直。尾旋翼33123对无人机的推力方向将向着迎风部11，即向无人机的前进方向，此时尾旋翼33123的转动将为无人机提供前进的推力，改变了无人机的推力方向，从而使无人机的推力增大。

[0082]　请继续参见图7，如果尾旋翼33123继续逐渐向左移动，并且移动到尾旋翼33123相对于第一竖轴53移动的夹角是60°时。尾旋翼33123对无人机的推力方向将向右，此时尾旋翼33123的转动将为无人机向右的推力，改变无人机的推力方向，从而改变无人机整体的受力情况。

[0083]　对于动力源40部分而言：在本发明提供的实施例中，动力源40可以包括：发动机41、发电机42、电压转换器43、稳压器44、蓄电池45、分流器46、舵机47和驱动电机48。动力源40可以固定在第一机身10、第二机身20或者第三机身30的外部；为了防止飞行中雨水对动力源40的损害，动力源40也可以密封设置或者直接固定在第一机身10、第二机身20或者第三机身30的内部。动力源40的作用主要是为无人机的飞行、起降提供动力。

[0084]　在本发明提供的实施例中，为了增大无人机在起降阶段的推力或者增大无人机在飞行阶段的推力，缩短无人机垂直起降的起飞时间，并且提高无人机在飞行过程中的飞行速率。无人机中动力源40的数量可以是正整数个，即动力源40的数量可以是：1个、2个、3个、4个。

[0085]　请参见图2，当动力源40的数量是2个时，两个动力源40可以对称的分布在第一机身10的左右两侧。由于无人机在起降、飞行过程中，无人机的机身需要承受多方向的压力，例如：无人机自身的重力、风向阻力、气流压力等。并且无人机的机身所承受的压力是有限。若将两个动力源40都固定在第一机身10的左侧或者是第一机身10的右侧上，极易增加第一机身10左侧或者是第一机身10右侧所承载的压力，从而影响整机飞行的平稳性。而且，若第一机身10左侧或者是第一机身10右侧所承载的压力超过自身所承受压力的极限，就会发生第一机身10左侧或者是第一机身10右侧出现断裂的情况。所以，在本发明提供的实施例中，将两个动力源40对称的分布在第一机身10的左右两侧，可以提高无人机自身飞行的平稳性，并且也可以预防由于第一机身10左侧或者是第一机身10右侧所承载的压力超过自身所承受压力的极限，而发生第一机身10左侧或者是第一机身10右侧出现断裂的情况。

[0086]　当然，本领域技术人员显然可以理解，两个动力源40也可以对称的分布在第一机身10、第二机身20和第三机身30的左右两侧，而对于两个动力源40可以对称的分布在第一机身10的左右两侧仅是本发明实施例提供的一种实施方式，并非是对本发明的局限。实际操作过程中，根据实际需求，可以增加或者减少动力源40的数量，或者改变动力源40位于第一机身10、第二机身20或第三机身30的具体位置，这些也均适用于本发明。

[0087]　请参见图9，进一步地，发动机41可是二冲程发动机41，发电机42与发动机41连接；

电压转换器43可是AC/DC转换器，电压转换器43与发电机42连接；稳压器44包括第一稳压输入口441、第二稳压输入口442和第一稳压输出口443，第一稳压输入口441与电压转换器43连接，并且使电压转换器43位于第一稳压输入口441和发电机42之间；蓄电池45与第二稳压输入口442连接；分流器46还包括第一分流输入口461、第一分流输出口462、第二分流输出口463、第三分流输出口464和第七分流输出口468，第一分流输入口461与第一稳压输出口443连接；舵机47至少包括第一舵机471、第二舵机472和第三舵机473，第一舵机471至少包括第一舵机输入口4711和第一旋翼轴4712，第一舵机输入口4711与第一分流输出口462连接，来为第一舵机471提供能量，且第一舵机471的第一旋翼轴4712与第一旋翼1211连接，通过第一旋翼轴4712的转动带动，来第一旋翼1211的转动；第二舵机472包括第二舵机输入口4721和第二旋翼轴4722；第二舵机输入口4721与第二分流输出口463连接，从而为第二舵机472提供能量，且第二舵机472的第二旋翼轴4722与第二旋翼1221连接，通过第二旋翼轴4722的转动，来带动第二旋翼1221的转动；第三舵机473还包括第三舵机输入口4733，第三舵机输入口4733与第七分流输出口468连接，从而为第三舵机473提供能量。驱动电机48至少包括第一驱动电机481，第一驱动电机481与第三分流输出口464连接，角度可调的旋翼机构331与第一驱动电机481连接，且使第一驱动电机481位于第三分流输出口464和角度可调的旋翼机构331之间。

[0088] 具体而言，发动机41是将其它形式的能转化为机械能；发电机42是将发动机41产生的机械能转化为电能；稳压器44是保持由发电机42所产生的电能经过稳压器44后输出稳定的电压，并且蓄电池45也与稳压器44连接。对于蓄电池45与稳压器44连接的作用是：蓄电池45可以为稳压器44提供电能，稳压器44使由蓄电池45产生的电能经过稳压器44后输出稳定的电压；并且若发动机41或者发电机42出现故障，无法为无人机提供电能，此时可以自动切换为蓄电池45供电，由蓄电池45为无人机提供电能；若发动机41或者发电机42能正常工作，可以为无人机提供电能，则蓄电池45停止为无人机提供电能；当然，若蓄电池45出现电力不足，无法为无人机提供电能，通过发动机41或者发电机42的正常工作，可以由发动机41或者发电机42为蓄电池45提供电能，从而补充蓄电池45的电能。

[0089] 若只设置发动机41和发电机42为稳压器44提供电能，当发动机41或发电机42出现故障，无法为无人机提供电能时，处于起降或飞行中的无人机将面临着没有动力来源，而发生坠落损坏无人机的危险；或者只设置蓄电池45为稳压器44提供电能，当蓄电池45出现电能不足等故障，无法为无人机提供电能时，处于起降或飞行中的无人机将面临着没有动力来源，而发生坠落损坏无人机的危险。所以由发动机41和发电机42为稳压器44提供电能，以及蓄电池45为稳压器44提供电能，并且这蓄电池45可以和发电机42相互切换着为稳压器44提供电能，能够克服无人机在飞行中由于发电机42出现故障或者蓄电池45出现故障，无法为无人机提供电能，使无人机将面临着没有动力来源，而发生坠落损坏无人机的技术缺陷，达到提高无人机的安全性，飞行中动力的稳定性的技术效果。同时，电压转换器43所输出的稳定电压将进入分流器46，分流器46的各个分流输出口是将电能分配到各个舵机47或者驱动电机48，例如：第一分流输出口462与第一舵机471输入口连接，从而为第一舵机471提供能量；第二分流输出口463与第二舵机输入口4721连接，从而为第二舵机472提供能量；第三分流输出口464与第一驱动电机481连接，从而为第一驱动电机481提供能量。

[0090] 在本发明提供的实施例中，发动机41可以是二冲程航空活塞发动机41，即活塞从

上到下、从下到上两个行程的发动机41，由于二冲程发动机41具有结构简单，重量较轻，运动部件少维护方便，升功率密度大的优点，从而适合无人机的低空、高速(本实施例无人机最高时速可以是60m/s)的飞行。电压转换器43可以是AC/DC转换器，AC/DC转换器即是将交流电变为直流电的设备，AC/DC转换器具有较好稳定性的交直流转换，能为无人机提供稳定的直流电，从提高无人机动力的稳定性。当然，本领域技术人员显然可理解，发动机41也可以使用四冲程航空活塞发动机41。在实际操作过程中，分流器46的分流输出口也可以根据实际需求设置，例如：如果无人机上设置有摄像机、飞行自动控制系统，分流器46也可以为摄像机、飞行自动控制系统分配电能，该分配电能的方式(包括以上为舵机47、驱动电机48分配电能的方式)可以是通过导线连接或者使用无线电力传输，这些也均适用于本发明。

[0091] 请参见图8，图8是本发明实施例提供的发电机42和发动机41连接关系示意图。所述发电机42可以包括转子61和供电端口，所述发电机42的转子61可以直接和所述发动机41的输出轴60固定连接，发电机42的电机壳体62可以直接和发动机41壳体的端面固定连接。并且所述电压转换器可以和所述发电机42的供电端口(供电端口即是发电机42的电能输出端)连接；其中，所述转子61可以位于所述供电端口和所述输出轴60之间。发动机41转动时，发动机41所产生的机械能，可以通过发动机41的输出轴60直接传递给发电机42的转子61，继而带动发电机42的转子61一起转动，通过发电机42将发动机41产生的机械能转化为电能，该转化的电能从发电机42的供电端口向外输出。发电机42的供电端口向外输出的电能可以输送至动力单元，该动力分配单元具备将电能分配给不同用电器的功能。该动力分配单元可以将发电机42的供电端口向外输出的电能分为两部分(简称E1和E2)，E1部分的电能可以输送至电池(可以是蓄电池)，该电池可以为飞机提供进行垂直起降时所需的电能；E2部分的电能可以分别输送给飞机的飞控系统、舵机、电机、负载等使用。

[0092] 由于发动机41产生的机械能可以通过输出轴60直接传递给发电机42的转子61，并且可以通过发电机42将发动机41产生的机械能转化为电能，继而将电能通过导线输送给飞机中的用电器。从而由发电机42将发动机41产生的能量转换成通过导线进行输送，以避免了在输送发动机41所产生能量过程中的损耗。需要特别说明的是：如上述第一机身10、第二机身20和第三机身30，本发明提供的实施例所提供无人机的整体机身是由：第一机身10、第二机身20和第三机身30而组成。该机身还可以包括以下无人机的电路控制系统，通过无人机的电路控制系统对该无人机进行整体的控制。

[0093] 请参见图9，更进一步地，在本发明提供的实施例中，无人机的电路控制系统可以至少包括：地面遥控器56、飞行控制系统55、发动机41、发电机42、电压转换器43、稳压器44、蓄电池45、分流器46、第一舵机471、第二舵机472、第三舵机473、第一驱动电机481、第二驱动电机482、第三驱动电机483、第四驱动电机484。其中，对于发动机41、发电机42、电压转换器43、稳压器44、蓄电池45、分流器46、第一舵机471、第二舵机472、第三舵机473、第一驱动电机481、第二驱动电机482、第三驱动电机483和第四驱动电机484，如以上实施例。飞行控制系统55与地面的地面遥控器56进行信号传递，进而通过由地面遥控器56向飞行控制系统55发送控制指令，并通过飞行控制系统55控制无人机的第一舵机471、第二舵机472、第三舵机473、第一驱动电机481、第二驱动电机482、第三驱动电机483和第四驱动电机484的工作状态，进而实现对无人机起降、飞行的状态进行控制。

[0094] 值得一提的是，飞行控制系统55主要是通过控制第一舵机471中第一旋翼1211的

转动速度、第二舵机472中第二旋翼1221的转动速度、第三舵机473中第三旋翼的转动速度和控制第一驱动电机481拉动联动部3312，进而控制尾旋翼33123相对于第一竖轴53上下移动所构成夹角的角度变化，以控制第一驱动电机481带动第二齿轮51转动，进而控制尾旋翼33123相对于第一竖轴53左右移动所构成夹角的角度变化。达到通过飞行控制系统55来控制对无人机起降、飞行的运动状态，并且控制无人机起降、飞行的移动速度。

[0095] 有益效果：本发明提供无人机，在第一机身10的第一本体12两侧分别设置第一前置机翼121和第二前置机翼122，第一前置机翼121和第二前置机翼122上分别设置第一旋翼1211和第二旋翼1221，通过动力源40的第一舵机471给第一旋翼1211提供动力，动力源40的第二舵机472给第二旋翼1221提供动力；在第二机身20的第二本体22上沿着第一侧面221、第二侧面222和第三侧面223依次设置：第一后置机翼2211、第二后置机翼2221和垂直机翼2231；在第三机身30的尾部33上设置一角度可调的旋翼机构331，通过动力源40的第一驱动电机481给角度可调的旋翼机构331提供动动力；并且第二机身20的第二连接部21与第一机身10的第一连接部13可拆卸连接，第三机身30的第四连接部31与第二机身20的第三连接部23可拆卸连接，由第一机身10、第二机身20和第三机身30构成无人机的整体机身，使得出现机身局部损伤无法修复时，可以局部更换部件。第一旋翼1211、第二旋翼1221和角度可调的旋翼机构331使无人机可以垂直起降，从而使无人机的起降不受场地大小限制；角度可调的旋翼机构331还能为无人机的飞行提供推力，从而使无人机的飞行速度快。达到了无人机的起降和飞行操作简便，具有飞行速度快，续航时间长的技术效果。

[0096] 最后所应说明的是，以上具体实施方式仅用以说明本发明的技术方案而非限制，尽管参照实例对本发明进行了详细说明，本领域的普通技术人员应当理解，可以对本发明的技术方案进行修改或者等同替换，而不脱离本发明技术方案的精神和范围，其均应涵盖在本发明的权利要求范围当中。

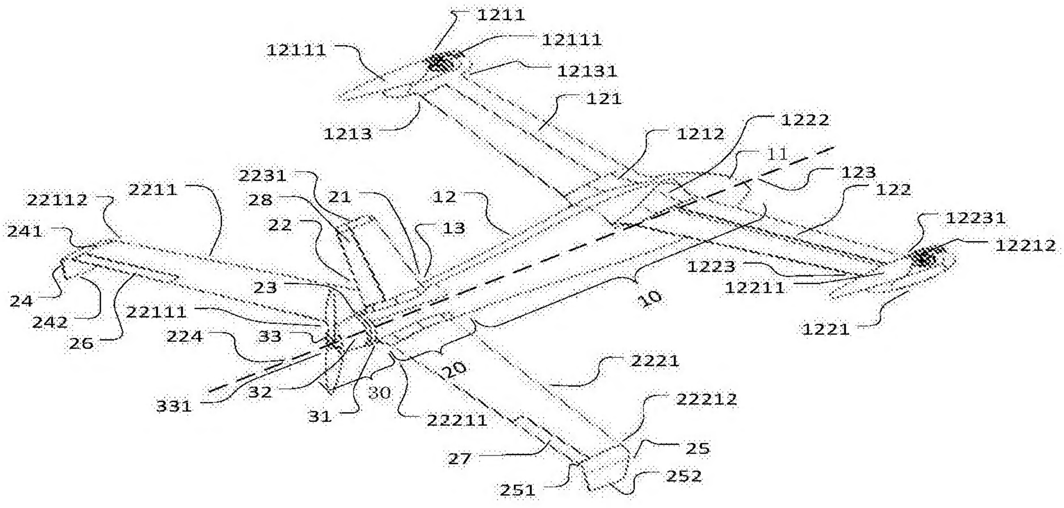

1211
12111
12111
12131
121
1213
1212
1222
11
123
122
2231
2211
22112
28
21
12
22
13
241
12231
12212
1223
12211
23
24
22111
10
242
1221
26
224
33
20
2221
331
32
30
22212
31
22211
25
27
252
251

图1

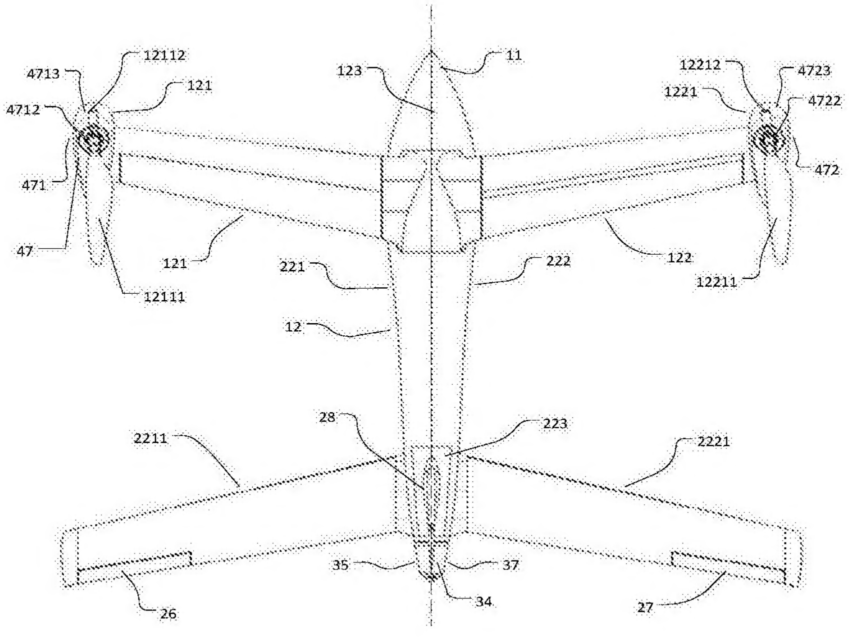

4713
12112
123
11
12212
4723
121
1221
4722
4712
471
472
47
121
221
222
122
12111
12211
12
28
223
2211
2221
35
37
34
26
27

图2

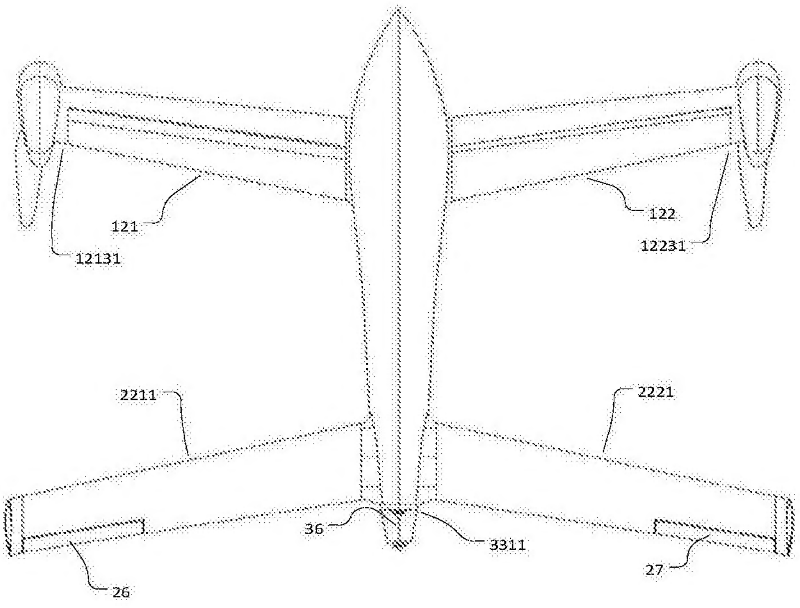

121
12131
122
12231
2211
2221
36
3311
26
27

图3

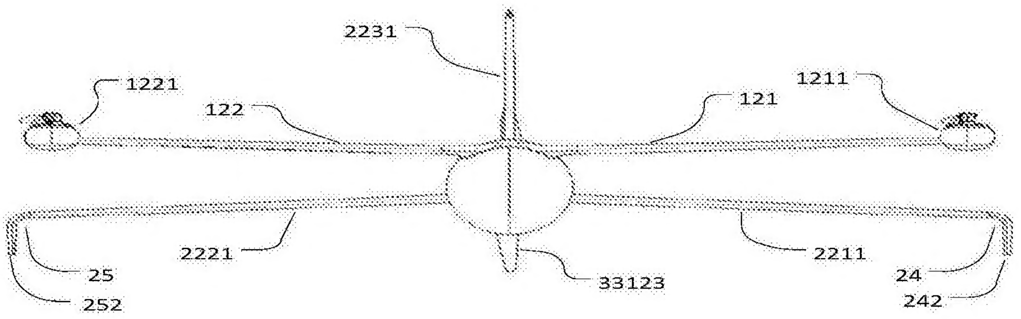

2231
1221
122
121
1211
2221
2211
25
252
33123
24
242

图4

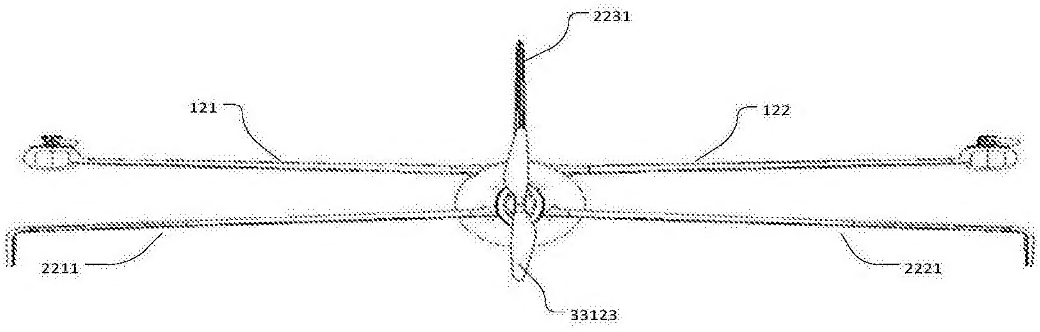

2231
121
122
2211
2221
33123

图5

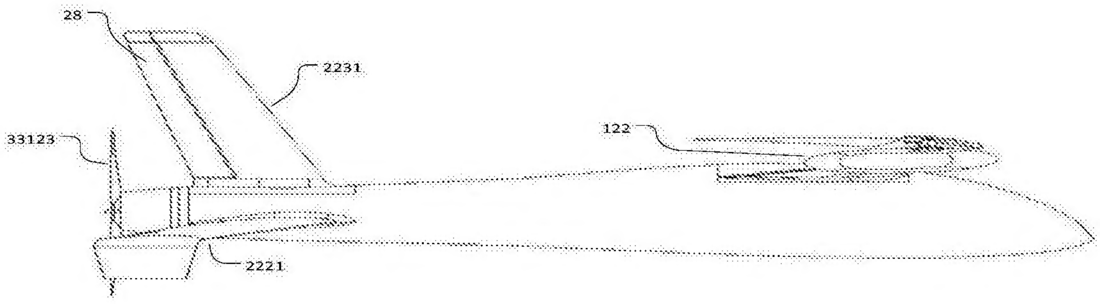

28
2231
33123
122
2221

图6

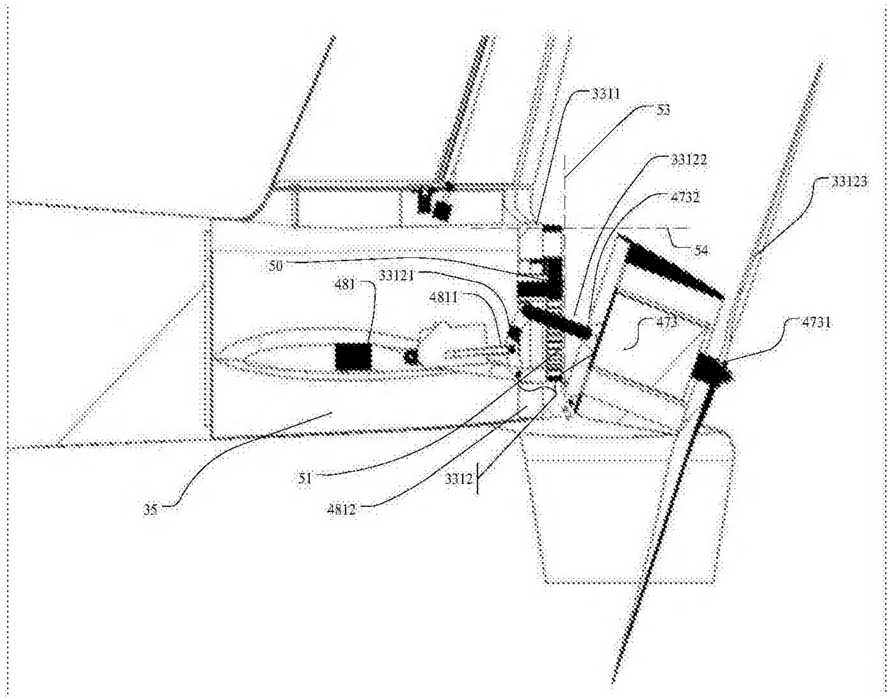

3311
53
33122
4732
33123
54
50
33121
481
4811
473
4731
51
3312
4812
35

图7

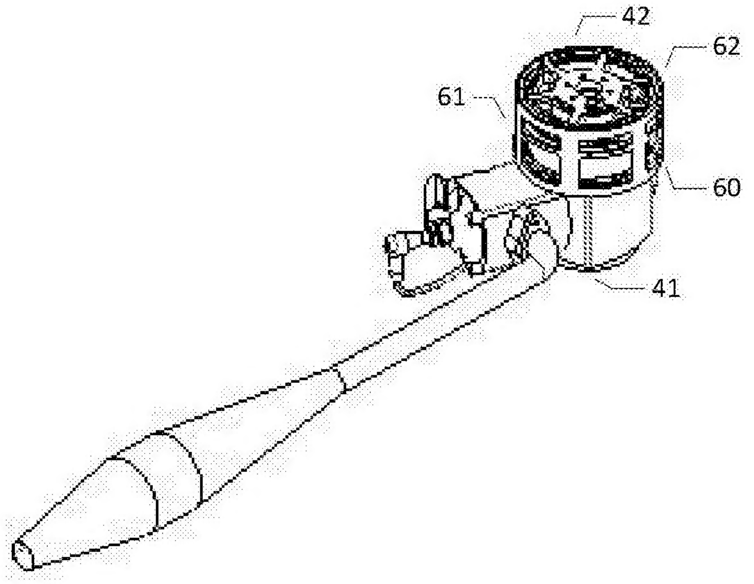


图8

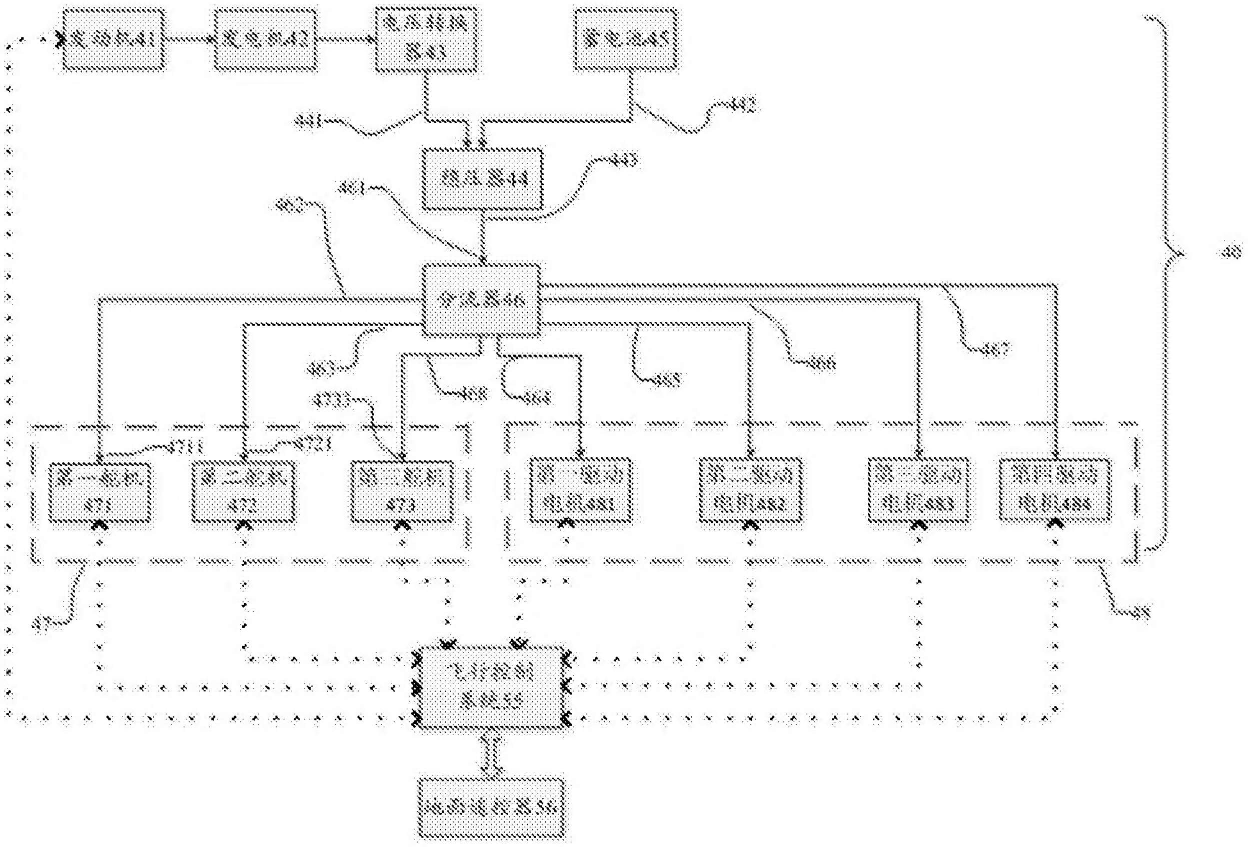


图9